

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.04.012

桨尖下反对旋翼 BVI 噪声特性的抑制分析

倪同兵¹ 招启军¹ 林永峰² 陈丝雨¹ 朱正¹

(1. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京, 210016;

2. 中国直升机设计研究所, 景德镇, 333000)

摘要:基于计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)方法,分析研究了新型下反桨尖对前飞状态旋翼桨/涡干扰(Blade-vortex interaction, BVI)噪声特性的影响。首先,通过求解 Navier-Stokes 方程获得准确的噪声声源信息,湍流模型采用一方程 S-A 模型。采用双时间法进行时间推进,为了提高流场的收敛速度,在伪时间方向上使用高效的隐式 LU-SGS 格式推进,并采用并行算法进行加速。然后,在获得的可靠声源信息基础上,采用基于 FW-H 方程的 Farassat 1A 公式求解噪声。对有试验结果的算例进行了对比计算分析,验证了本文噪声预测方法的有效性。在此基础上,针对具有典型 BVI 噪声特征的前飞斜下降状态,开展了不同下反角度桨尖新型旋翼噪声辐射特性的计算分析,通过噪声辐射球的对比结果表明,选择适当的下反桨尖,可以有效地降低前飞斜下降状态下旋翼 BVI 噪声,从而达到较好的旋翼噪声抑制效果。

关键词:旋翼; 桨/涡干扰噪声; 下反桨尖; Navier-Stokes 方程; FW-H 方程

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2016)04-0522-08

Reduction Analyses on BVI Noise Characteristics of Rotor with Anhedral Angle Blade-Tip

Ni Tongbing¹, Zhao Qijun¹, Lin Yongfeng², Chen Siyu¹, Zhu Zheng¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333000, China)

Abstract: Based on the computational fluid dynamics (CFD) method, the influence of new blade-tips with different anhedral angles on rotor blade-vortex interaction (BVI) noise in forward flight is researched. In order to get the detailed flowfield information for the rotor noise computation, a new CFD method is established based on the Navier-Stokes equations with Spalart-Allmaras turbulence model. The dual-time stepping method is employed to simulate the unsteady flow phenomenon, while the implicit LU-SGS scheme is applied to the pseudo-time marching. To further improve the computational efficiency, a suitable parallel strategy is introduced in the developed code. Calculations on acoustics of helicopter rotor are conducted based on the Farassat 1A formula from FW-H equations, and the capability of this method is demonstrated by the comparisons of the numerical results with available experimental data. Based upon the method, the aeroacoustic characteristics of the rotor with different anhedral angles in oblique descent flight are analyzed, which demonstrate that the new blade tip with appropriate anhedral angles can reduce the rotor noise effectively, especially the BVI noise in oblique descent flight.

Key words: rotor; BVI noise; blade-tip with anhedral angle; Navier-Stokes equations; FW-H equations

基金项目: 国家自然科学基金(11572156)资助项目。

收稿日期: 2016-01-10; 修订日期: 2016-03-20

通信作者: 招启军, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: zhaqijun@nuaa.edu.cn.

引用格式: 倪同兵, 招启军, 林永峰, 等. 桨尖下反对旋翼 BVI 噪声特性的抑制分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(4): 522-529. Ni Tongbing, Zhao Qijun, Lin Yongfeng, et al. Reduction analyses on BVI noise characteristics of rotor with anhedral angle blade-tip[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4): 522-529.

桨/涡干扰(Blade-vortex interaction, BVI)是由旋转的桨叶与各桨尖涡线靠近相遇而形成的一种直升机旋翼所特有的干扰物理现象,当 BVI 出现时,会伴随着强烈的 BVI 噪声^[1-2],该噪声具有很强的指向性,会对地面人员形成较严重的影响。在斜下降和着陆状态下,桨/涡干扰脉冲噪声占据旋翼噪声辐射的绝大部分,对军用直升机来说降低了其隐身特性,对民用直升机来说产生极大的噪声污染。因此,进行直升机旋翼降噪研究尤其是降低桨/涡干扰噪声意义重大。

众所周知,桨尖涡是直升机旋翼流场中不可忽略的流动现象,从桨尖区域逸出的强烈集中的桨尖涡不仅影响到桨叶尖部的气流流动,而且会对整个旋翼产生明显的影响,因此改变桨尖涡的空间分布就可对旋翼气动性能产生明显的影响。桨尖涡的产生与桨尖外形及其附近流动有着密不可分的关系,因而对桨尖位置进行改变可以影响桨尖涡的分布。

下反是桨叶尖部一种几何形状呈三维变化的新型桨尖形式。相对于后掠、尖削等桨尖二维平面形状,桨尖三维变化的研究开展较晚,1982 年 Mantay 和 Yeager^[3]研究了矩形、后掠及尖削及后掠尖削对旋翼气动特性的影响,并首次考虑了桨尖下反对旋翼气动特性的影响,研究了矩形和下反、后掠和下反以及后掠尖削和下反桨尖组合形式的旋翼气动特性。1985 年, Brocklehurst 等人^[4]通过风洞试验发现增加了下反的“BERP”桨尖其旋翼气动特性得到了进一步改进。Muller^[5-7]进一步开展了下反桨尖对旋翼悬停/前飞气动特性影响的试验,研究了下反起始位置变化给旋翼气动特性带来的影响。随着对下反桨尖三维变化的深入研究,这一技术开始逐步得到了实际应用,英国的“BERP”桨尖经过多年的发展也在最新的“BERP-IV”上采用了尖部下反设计,数值模拟表明下反设计改善了“BERP”桨尖的悬停气动性能。随着直升机旋翼气动性能的快速提升,旋翼气动噪声也成为了桨叶气动外形研究的另一个热点。Landgrebe 等人^[8]从降低桨尖流动速度峰值的角度设计了 Ogee 桨尖,取得了初步的噪声抑制效果。Tangler^[9]设计了多种外形桨尖并进行了试验,他的主要思路是通过改变桨尖形状产生多个桨尖涡,以分散、减弱桨尖涡的强度,从而减弱 BVI 噪声。与国外相比较,国内的研究工作起步较晚,但进展迅速。例如,西北工业大学宋文萍等人^[10]采用计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)与计算声学

相结合的 Euler/Kirchhoff 方法对直升机悬停状态的远场噪声进行定量计算,并研究了翼型厚度、尖削、后掠等外形变化对噪声的影响。南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室提出了“CLOR”桨尖^[11-12],并进行了悬停状态气动特性试验和噪声试验,取得了较好的降噪效果,但未开展具有下反桨尖形式的旋翼气动噪声特性研究。南京航空航天大学史勇杰等人^[13]采用基于 N-S 方程/自由尾迹模型的耦合欧拉-拉格朗日数值方法计算了干扰过程中的脉冲气动载荷,初步发现采用前掠、下反桨叶的旋翼具有较好的噪声隐身特性。

相比于试验研究的高成本、长周期以及高风险,数值模拟方法具有很大的研究优势。本文采用高精度的 CFD/声学类比法,通过求解 Navier-Stokes 方程获得旋翼噪声声源信息,将得到的声源信息传递到 Farassat 1A 公式中,获得旋翼的远场噪声特性。在此基础上,对不同下反桨尖的旋翼气动噪声进行了计算分析,结果表明,选择适当的下反角,可以有效地降低旋翼气动噪声,尤其是前飞斜下降状态下出现的强烈旋翼 BVI 噪声。

1 CFD 数值模拟方法

1.1 流场求解

在对噪声进行计算时,首先需要输入准确的声源信息。该声源信息由准确的 CFD 流场计算提供。为准确计算黏性对旋翼气动特性的影响,采用 Navier-Stokes 方程作为旋翼前飞流场控制方程。将坐标系定义在惯性系上,建立以绝对物理量为参数的、守恒的积分形式的 N-S 方程,表达式如下

$$\frac{d}{dt} \iiint_V Q dV + \iint_S \mathbf{F} \cdot n dS - \iint_S \mathbf{F}_v \cdot n dS = 0 \quad (1)$$

式中:

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho q \\ \rho u q + p i_x \\ \rho v q + p i_y \\ \rho w q + p i_z \\ \rho H q \end{bmatrix}, \mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} i_x + \tau_{xy} i_y + \tau_{xz} i_z \\ \tau_{yx} i_x + \tau_{yy} i_y + \tau_{yz} i_z \\ \tau_{zx} i_x + \tau_{zy} i_y + \tau_{zz} i_z \\ \varphi_x i_x + \varphi_y i_y + \varphi_z i_z \end{bmatrix}$$

$q = (u, v, w)^T$ 表示在直角坐标系下的速度,黏性相关项分别为 $\tau_{xx} = 2\mu u_x - (2/3)\mu \nabla \cdot q$, $\tau_{xy} = \mu(u_y + v_x)$, $\varphi_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + \kappa \partial T / \partial x$ 等; ρ 表示密度; E 和 H 分别为总能和总焓; V 为控制体单元; S 为单元面积; μ, κ, T 分别为黏性系数、热传导系数和绝对温度。

在空间方向上采用三阶迎风单调守恒格式(MUSCL 格式)与通量差分裂方法(Roe 格式)相

结合的方法进行离散,单调迎风差值用于确定单元面左右的状态变量

$$U_R = U_{i+1} - \frac{1}{4}[(1+\kappa)\Delta_- + (1-\kappa)\Delta_+]U_{i+1}$$

$$U_L = U_i + \frac{1}{4}[(1+\kappa)\Delta_+ + (1-\kappa)\Delta_-]U_i \quad (2)$$

式中

$$\Delta_+ = \frac{U_{i+1} - U_i}{U_{i+1} + (U_{i+1} - U_i)/2}, \Delta_- = \frac{U_i - U_{i+1}}{U_i - (U_i - U_{i+1})/2}$$

时间上采用双时间法,在伪时间方向上使用隐式 LU-SGS 格式进行时间推进。层流黏性系数由 Sutherland 定理计算得到,湍流黏性系数由 Spalart-Allmaras 一方程湍流模型计算。为提高流场计算效率,本文采用并行算法进行计算加速。

1.2 CFD 方法算例验证

为了验证本文建立的流场数值模拟方法对有升力前飞旋翼的适应性,本文采用了有风洞试验数据的 AH-1G/OLS 模型旋翼^[14]作为计算模型。AH-1G/OLS 旋翼模型有 2 片桨叶,桨叶平面形状为矩形,具有线性负扭转,扭转角为 -10° ,旋翼直径为 1.916 m,弦长为 0.103 9 m,展弦比为 9.22。选取的计算状态对应于文献[14]的“飞行试验状态 2157”,为了保持计算过程中旋翼拉力系数不变,进行了配平计算。

图 1 给出了计算的桨叶表面压强系数分布 C_p 与试验值的对比结果,可以看出,对于不同方位角 ψ ,计算值与试验值均能很好地吻合,说明本文方法具有较高的计算精度,能适应同时带有变距和挥舞运动的有升力前飞计算,适用于出现典型 BVI 现象的前飞流场计算。

2 气动噪声数值模拟方法

2.1 FW-H 方法

本文采用基于 FW-H 方程声学类比法的 Farassat 1A 公式对旋翼的气动噪声进行数值模拟。Farassat 1A 公式如下

$$p'(\mathbf{x}, t) = p'_T(\mathbf{x}, t) + p'_L(\mathbf{x}, t) \quad (3)$$

$$4\pi p'_T(\mathbf{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 (\dot{v}_n + v_n)}{r(1 - Ma_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (r \dot{M}a_r + c_0 Ma_r - c_0 Ma^2)}{r^2 (1 - Ma_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (4)$$

$$4\pi p'_L(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{l}_r}{r(1 - Ma_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_{Ma}}{r^2 (1 - Ma_r)^2} \right]_{ret} dS +$$

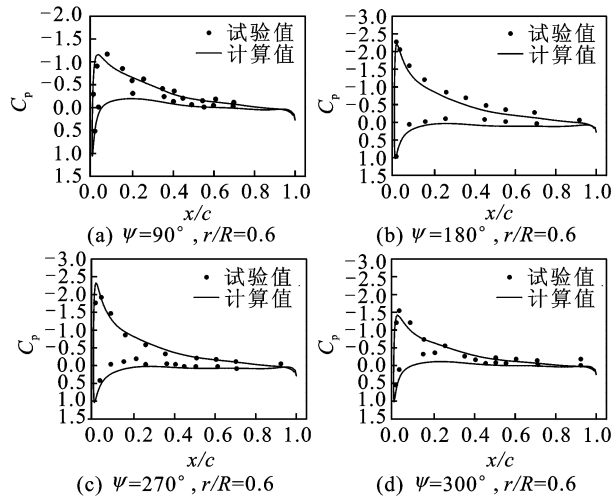


图 1 AH-1G/OLS 模型旋翼前飞状态下桨叶表面压强系数分布对比

Fig. 1 Comparisons of predicted and measured pressure coefficient distributions of AH-1G/OLS model rotor in forward flight

$$\frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{L_r (r \dot{M}a_r + c_0 Ma_r - c_0 Ma^2)}{r^2 (1 - Ma_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (5)$$

式中: p'_T 表示厚度噪声的声压; p'_L 表示载荷噪声的声压; ρ_0 和 c_0 分别为空气密度和音速; r 为控制点到观测点的距离; Ma 表示当前马赫数; Ma_r 表示 r 方向马赫数; L_r 表示桨叶表面沿传播方向的载荷分量; (\cdot) 代表对时间的导数; 下标 ret 代表延迟时间。

本文采用旋转积分面方法,选取桨叶表面为旋转积分面,从桨叶表面的贴体网格上提取声源信息。

2.2 FW-H 方法算例验证

为了验证本文建立的噪声数值模拟方法对有升力前飞旋翼噪声计算的有效性,选择出现 BVI 现象的 AH-1G/OLS 模型旋翼典型试验状态 10 014,该计算状态参数^[15]为: $Ma_{tip} = 0.644$, $\mu = 0.164$, $\alpha_{TPP} = 1^\circ$, $C_T = 0.005 4$, $Re = 1.6 \times 10^6$ 。该试验状态中旋翼不仅有周期性的变距运动,而且有周期性的挥舞运动。旋翼桨叶的变距和挥舞的规律如下: $\theta(t) = 6.14^\circ + 0.9 \cos \psi(t) - 1.39 \sin \psi(t)$, $\beta(t) = 0.5^\circ - 1.0 \cos \psi(t)$ 。观察点坐标分别为 $MIC_3(0, 27.467c, -15.858c)$ 和 $MIC_7(13.733c, 23.787c, -15.858c)$, 其中 c 为弦长。

图 2 给出了旋翼噪声在不同观测位置的声压变化历程的计算值与试验值的对比结果。通过对比可以看出,本文采用 Farassat 1A 公式计算的旋

翼 BVI 噪声声压幅值和试验结果基本吻合。在相位和幅值上均能较为准确地计算出 AH-1/OLS 在该状态下 45°方位角左右处的声压正峰值,这也是桨/涡干扰状态的典型特征,这表明该计算方法可以较好地体现 BVI 噪声的主要特性,只是在复杂的 BVI 局部细节变化之处有所差别。

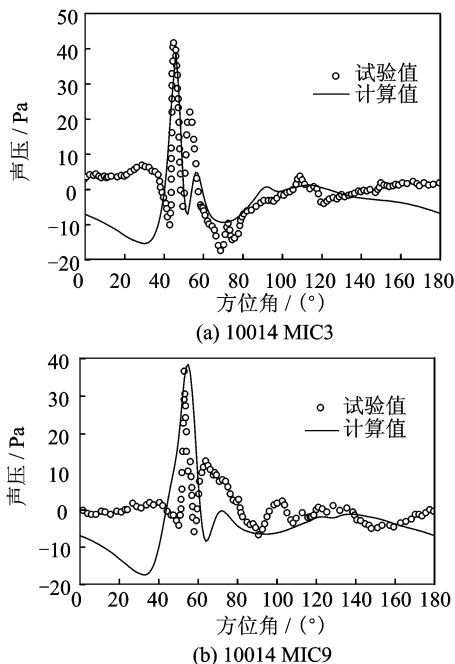


图 2 出现 BVI 现象的 AH-1G/OLS 旋翼前飞声压时间历程对比

Fig. 2 Comparisons of predicted and measured time histories of sound pressure of AH-1G/OLS model rotor in forward flight

3 下反桨尖对旋翼 BVI 噪声的影响

本文计算对比了在前飞状态,尤其是在针对发生强 BVI 的斜下降飞行状态下,不同的桨尖下反参数对旋翼噪声尤其是 BVI 噪声的影响。本文首先给出无下反情况下常规矩形桨叶和抛物后掠尖削桨叶的对比,然后计算对比了不同下反角情况下抛物后掠尖削桨叶对 BVI 噪声的影响规律,桨叶外形如图 3 所示。

计算参数如下:旋翼为 5 片桨叶,桨尖马赫数为 0.636。旋翼半径不变,下反位置在 0.95R 处。对

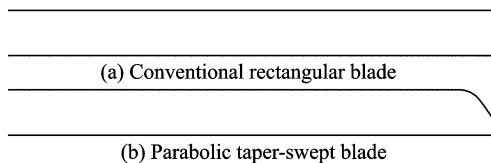


图 3 常规矩形桨叶和抛物后掠尖削桨叶外形的对比
Fig. 3 Shape comparison of conventional rectangular blade and parabolic taper-swept blade

前飞斜下降进场状态进行计算分析和比较,总距为 11°,轨迹角为 6°,前进比为 0.102 1。本文分别给出了常规矩形桨尖无下反和抛物后掠无下反、下反角 20°,30°等不同桨叶参数情况下的旋翼噪声。观测点位置为距旋翼桨毂 3.09R 距离的半圆,从桨盘平面到桨盘正下方(Y 轴方向为前飞方向)。CFD 计算所用运动嵌套网格如图 4 所示。

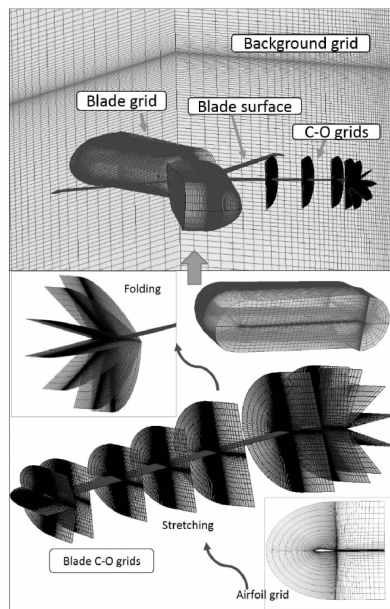


图 4 整体运动嵌套网格示意图

Fig. 4 Overall schematic of moving-embedded grid system

图 5 给出了无下反情况下常规矩形桨叶和抛物后掠尖削桨叶的旋翼气动噪声声压级(Sound pressure level, SPL)对比结果。图中横坐标为桨盘平面至桨盘正下方的角度,纵坐标为噪声观察位置相对于桨叶初始位置的方位角,与桨叶的方位角一致。从旋翼厚度噪声投影到平面上的声压级云图可以看出:厚度噪声主要分布在桨盘平面内,离桨盘平面越远,厚度噪声越小;在相同飞行条件下,抛物后掠尖削桨尖旋翼较矩形常规旋翼桨尖旋翼相比,厚度噪声在桨盘平面内减小了近 2 dB,这说明抛物后掠尖削桨尖可以有效地降低旋翼的厚度噪声。从载荷噪声的声压级分布云图可以发现:在上述计算条件下,旋翼的前下方尤其是前行侧的前下方载荷噪声比较大,大的载荷噪声主要分布在旋翼前行侧(20°~180°方位角),这与 BVI 噪声的发生位置和传播方向一致;而与常规矩形桨叶相比,抛物后掠尖削桨叶降低载荷噪声从而降低 BVI 噪声的效果很小。基于此,对抛物后掠尖削桨尖进行不同下反设计,以期得到有效的可降低 BVI 噪声的桨尖设计方案。

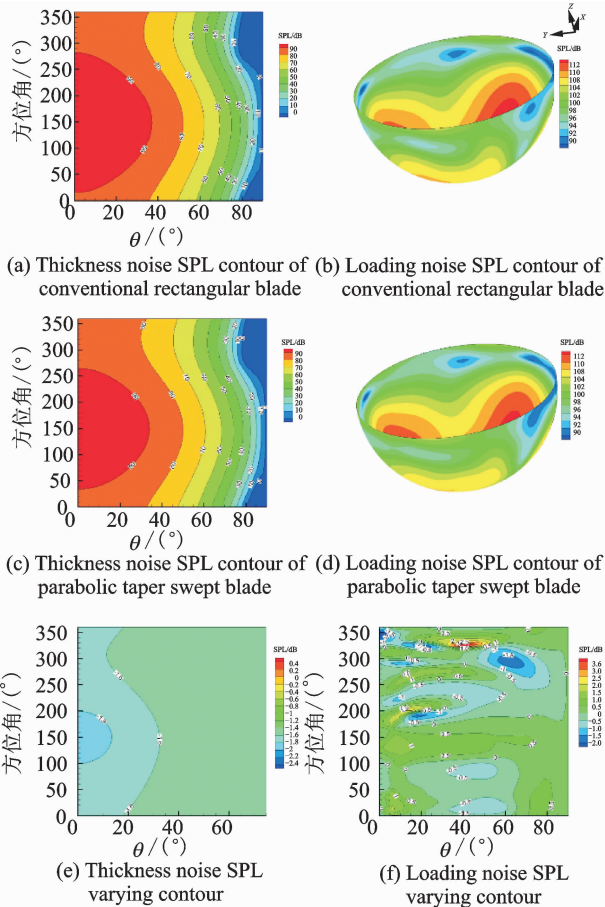


图5 无下反情况下常规矩形桨叶和抛物后掠尖削桨叶的噪声 SPL 云图对比

Fig. 5 SPL contour comparison between conventional rectangular and parabolic taper swept blades without anhedral angle

图6给出了抛物后掠尖削桨叶在无下反角与20°下反角时旋翼厚度噪声投影到平面上的声压级云图对比结果。如图6(c)所示,两种情况下旋翼的厚度噪声分布没有明显变化,说明下反形式对旋翼的厚度噪声几乎没有影响。

图7给出了不同下反角度的旋翼载荷噪声投影到平面上的声压级云图对比结果。可以看出,相比于无下反角的桨叶,有下反角的桨叶绝大部分地方噪声得到有效降低,尤其是图7(a, c, e)中的红色区域,而该处正好是噪声最大的地方,噪声可降低1~2 dB。当然,少部分区域的噪声增大,但这几个小区域其原本的噪声值与最大噪声辐射点(110 dB左右)相比小很多,因而即使增大了噪声,但是与噪声最大值相比仍较小。例如在方位角170°、桨叶下方6°左右的位置,20°下反的旋翼噪声增加最大,达到6 dB左右,但是该处原来的噪声只有90 dB,所以最后的总噪声96 dB相对其他位置

的噪声来说并不大,而其余大部分位置的噪声都有所降低,有些地方可以降低3 dB左右。

从图7中30°和20°不同下反角度噪声差值投影到平面上的声压级对比可以看出:下反角度越大,

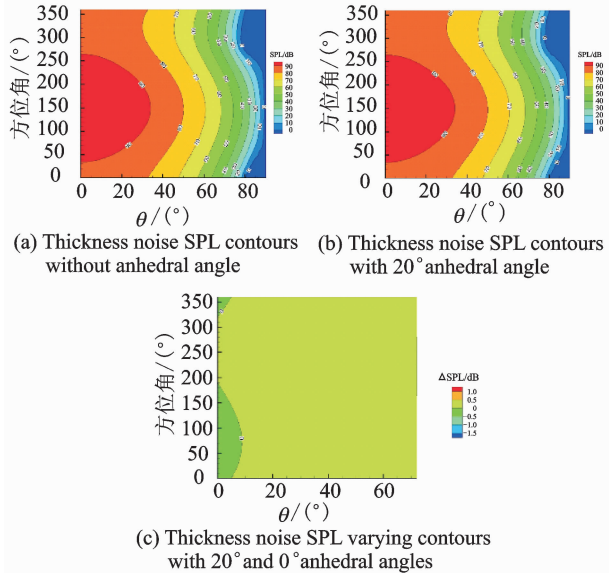


图6 旋翼厚度噪声云图对比

Fig. 6 Comparison of rotor thickness noise contours

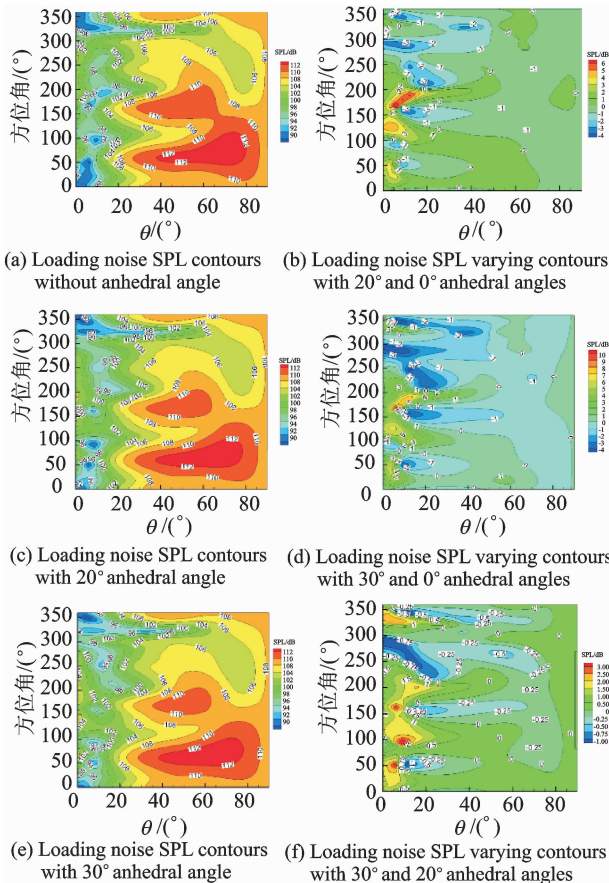


图7 不同下反角桨叶载荷噪声降低的声压级云图对比

Fig. 7 Comparison of loading noise contours with different anhedral angles

在绝大部分区域降噪效果越明显;只是在原先噪声比较小的位置,噪声声压级有所增加。综上,下反角度越大,对前飞状态的旋翼噪声降低越明显。

为了研究下反桨尖降低 BVI 噪声的降噪机理,本文分析对比了旋翼正前下方、前行侧下方等 3 个不同观察点位置的声压时间历程,如图 8 所示,图中给出的观察点均为桨/涡干扰噪声的噪声热点,观察点距离桨毂中心 $3.09R$ 。从图 8 可以看出,在这些发生强 BVI 噪声的区域,具有下反桨尖的旋翼,其噪声声压峰值明显变小,并且下反角度越大,噪声声压峰值越小。结果表明下反角可以有效地降低旋翼气动噪声,尤其是噪声比较明显的前飞斜下降状态下的旋翼 BVI 噪声。

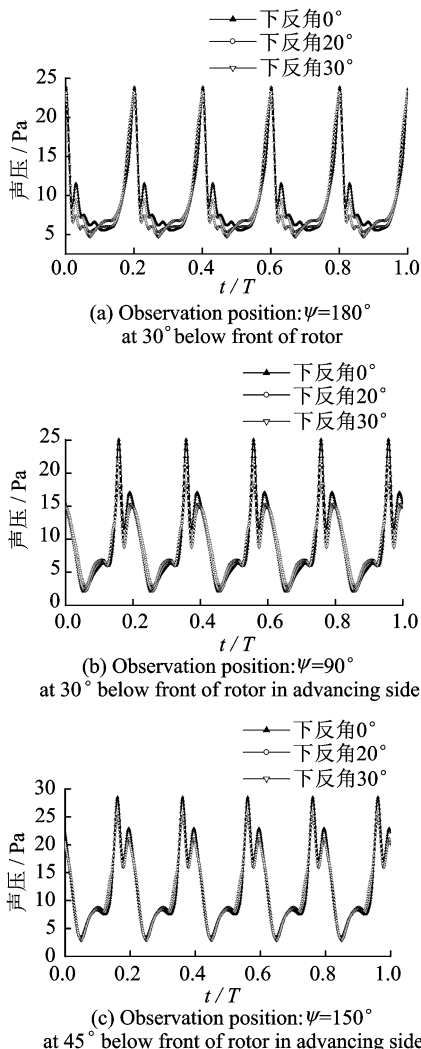


图 8 桨-涡干扰噪声热点位置声压时间历程对比
Fig. 8 Comparison of sound pressure time history on BVI noise hotspot

图 9 给出了不同观察位置上不同下反角情况下的频谱分析对比图。从图 9 中可以看出,在低、

中频区域,下反角越大,声压级幅值越小;而在高频区域,下反角越大,声压级幅值越大。高频声压可以很快耗散掉,且高频区的声压级相对较小,所以低、中频声压起主导作用。由于低、中频声压级随下反角增大而减小,所以总声压级降低。

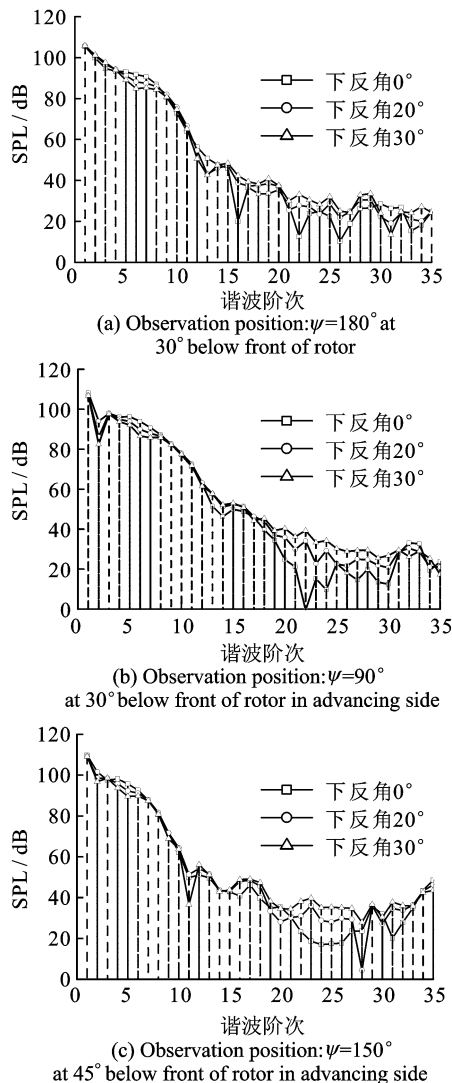


图 9 BVI 噪声频谱对比

Fig. 9 Comparison of BVI noise frequency spectrum

图 10 给出了不同下反角度的桨叶在不同方位角和不同径向位置处桨叶剖面的压强分布。所取径向位置分别为 $r/R=0.88$ 和 $r/R=0.95$ 。从图 10(a, b)中可以看出,下反位置($0.95R$ 处)内侧的表面负压增强,这有利于升力的增加;从图 10(c, d)中可以看出,下反位置的桨叶表面负压减弱,这有利于减小桨叶尖端的载荷。

图 11 给出了 90° 方位角处不同下反角的桨叶上表面的压强等值线分布图。从图中可以看出,下反对内侧的低压区域起到负压增强的效果;随着下

反角度的增加,对桨叶尖部压强分布的改善效果越明显。

图 12 显示了不同下反角桨叶与桨尖涡的位置关系。虚线长框处表示该时刻桨叶所在的位置(方位角 72°),虚线圈表示前面的桨叶脱出的涡此刻相对于桨叶的位置。可以发现,下反桨尖的桨尖涡产生位置低于旋翼桨盘,这增加了桨尖涡到桨盘的距离,因此可以减弱桨尖涡对旋翼桨叶的干扰作用。且随着下反角的增大,桨尖涡到桨盘的垂直距离增大,从而减小了 BVI 噪声。

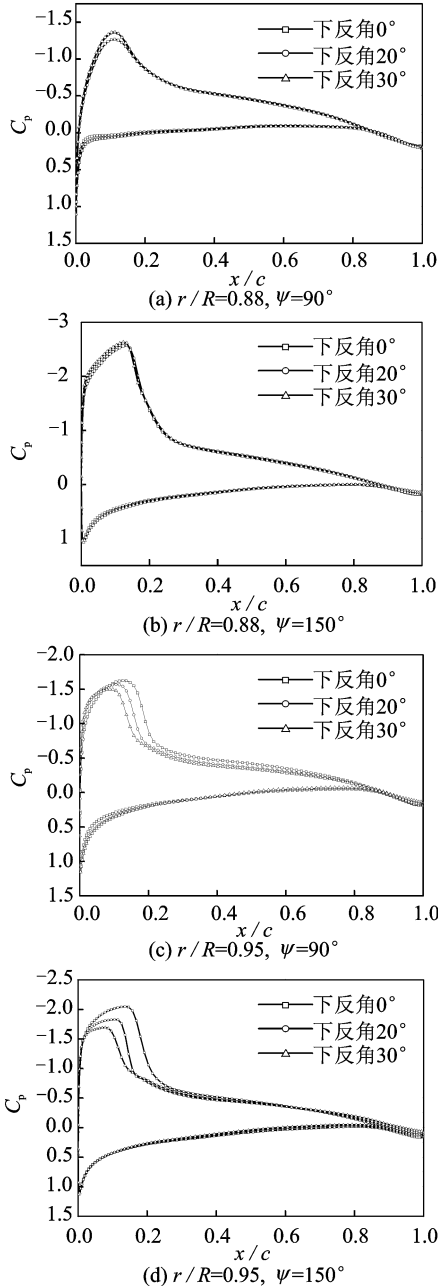


图 10 不同位置处桨叶剖面压强系数的对比

Fig. 10 Comparisons of pressure coefficient distributions at different blade section positions

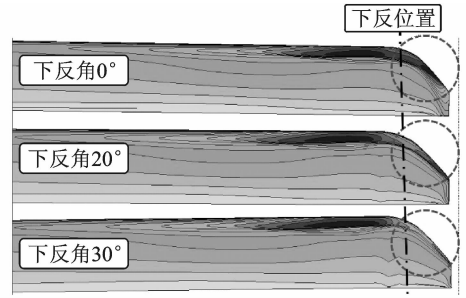


图 11 90° 方位角处不同下反角对应的桨叶上表面压强分布

Fig. 11 Pressure distributions on surface of blade with different anhedral angles under azimuth angle of 90°

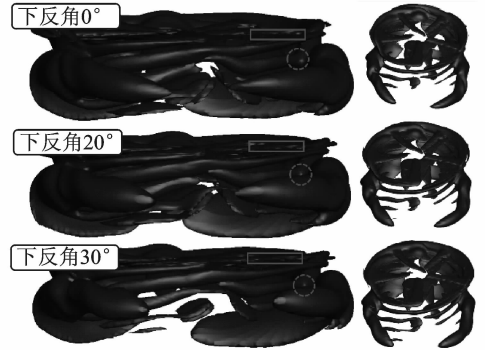


图 12 桨叶与桨尖涡位置关系图

Fig. 12 Position between blade and blade-tip vortex

4 结 论

(1)通过对旋翼流场及噪声的数值模拟方法进行计算验证,表明本文建立的数值模拟方法可有效用于 BVI 状态下的旋翼流场及噪声特性计算。

(2)在桨盘前行侧的前下方,下反桨尖旋翼气动噪声降低明显,而此处正好是 BVI 噪声的辐射区,这说明下反桨尖旋翼可以有效地减小旋翼前飞状态下的 BVI 噪声。

(3)在低、中频区域,下反角越大,声压级幅值越小;而在高频区域,下反角越大,声压级幅值越大;低、中频声压起主导作用。由于低、中频声压级随下反角增大而减小,所以总声压级降低。

(4)下反桨尖的桨尖涡产生位置低于旋翼桨盘,这增加了桨尖涡到桨盘的距离,因此可以减弱桨尖涡对旋翼桨叶的干扰作用。

参考文献:

- [1] Megan S M. Helicopter blade-vortex interaction noise with comparisons to CFD calculations [R]. NASA-TM-110423, 1996.
- [2] Yung H Y. rotor blade-vortex interaction noise [J]. Progress in Aerospace Science, 2000, 36: 97-115.
- [3] Mantay W R, Yeager J W T. Parametric tip effects

- for conformable rotor applications [R]. NASA-TM-85682, 1983.
- [4] Brocklehurst A, Barakos G N. A review of helicopter rotor blade tip shapes [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2013, 56(1):37-74.
- [5] Muller R H G, Staufienbiel R. The influence of winglets on rotor Aerodynamics [J]. *Vertica*, 1987, 11(4):601-618.
- [6] Mueller R H G. Winglets on rotor blades in forward flight—A theoretical and experimental investigation [J]. *Vertica*, 1990, 14(1):31-46.
- [7] Muller R H G. Special vortices at a helicopter rotor blade [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1990, 35(4):16-22.
- [8] Landgrebe A J, Bellinger E D. Experimental investigation of model variable-geometry and ogee tip Rotors [R]. NASA-CR-2275 74N18645, 1974.
- [9] Tangler J L, Woblfield R M, Miley S J. An experimental investigation of vortex stability, tip shapes, compressibility and noise for hovering model rotors [R]. NASA-CR-2305 73N29996, 1973.
- [10] 宋文萍, 韩忠华, 王立群, 等. 旋翼桨尖几何形状对旋翼气动噪声影响的定量计算分析[J]. *计算物理*, 2001, 18(6):569-572.
Song Wenping, Han Zhonghua, Wang Liqun, et al. The effect of blade-tip shape on rotor aeroacoustic noise by Euler/Kirchhoff method [J]. *Chinese Journal of Computational Physics*, 2001, 18(6):569-572.
- [11] 招启军, 徐国华. 新型桨尖旋翼悬停气动性能试验及数值研究[J]. *航空学报*, 2009, 30(3):422-429.
Zhao Qijun, Xu Guohua. Aerodynamic performance of rotor with new type blade-tip in hover based upon test and numerical investigations [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(3):422-429.
- [12] 招启军, 徐国华. 具有特型桨尖旋翼悬停状态气动噪声的初步试验研究 [J]. *空气动力学学报*, 2009, 27(3):320-324.
Zhao Qijun, Xu Guohua. The primary experiments on aeroacoustic of rotor with unconventional blade-tip in hover [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2009, 27(3):320-324.
- [13] 史勇杰, 苏大成, 徐国华. 桨叶气动外形对直升机桨-涡干扰噪声影响研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2015, 47(2):235-242.
Shi Yongjie, Su Dacheng, Xu Guohua. Research on influence of shape parameters on blade-vortex interaction noise of helicopter rotor [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2015, 47(2):235-242.
- [14] Yeo H, Romander E A, Norman T R. Investigation of rotor performance and loads of a UH-60A individual blade control system [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2011, 56(4):1-18.
- [15] Yu Y H, Tung C, Gallman J, et al. Aerodynamics and acoustics of rotor blade-vortex interactions [J]. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(5):970-977.

